

热防护用发汗冷却技术的研究进展 ()

——冷却方式分类、发汗冷却材料及其基本理论模型

洪长青 张幸红 韩杰才 张贺新

(哈尔滨工业大学复合材料与结构研究所, 哈尔滨 150001)

文 摘 综述了国内外航天热防护用冷却技术的分类、发汗冷却材料研究现状以及发汗冷却技术理论模型的研究进展。比较分析了发汗冷却技术与其他冷却技术的优缺点,并对发汗冷却技术的理论模型作了初步的探讨。

关键词 热防护,发汗冷却技术,理论模型

Research on Technology of Transpiration Cooling in Thermal Protection System () Category of Cooling Methods, Transpiration Cooling Materials and Their Basal Theoretical Models

Hong Changqing Zhang Xinghong Han Jiecai Zhang Hexin

(Center for Composite Materials and Structures, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract Present research on cooling methods, the status of transpiration cooling and theoretical models of transpiration cooling technology in the thermal protection system is reviewed. The merits and disadvantages of transpiration cooling technology are analyzed compared with other cooling methods, and theoretical models are also discussed fundamentally in this paper.

Key words Thermal protection system, Transpiration cooling technology, Theoretical models

1 前言

航天防热技术是保证航天器在上升段和再入段的外部加热环境下不至于发生过热和烧毁的一项关键技术,同时也是保证导弹在再入气动加热环境下正常工作和保证火箭发动机在严重的内部加热环境下正常工作的一项关键技术。防热技术的目的是设计吸收或耗散气动加热,通过采用各种防热结构和材料实现。防热技术包括烧蚀防热、辐射防热、热沉防热、隔热、发汗冷却和主动冷却等多种防热方式。这里重点讨论发汗冷却技术及其应用水平。

随着航空航天技术的发展,对所需材料——尤

其高温工作部件的材料的各种性能的要求越来越高,在航天领域有些材料的工作温度远远超过材料的熔点,要求其保持较好的气动外形以及重要性能指标仍然保持在一定的水平,常规的材料不能满足要求;为此除研制新型高温特殊材料外,从20世纪60年代初对材料采用相应冷却技术进行了研究,以提高材料的使用温度,从而增加推重比和推进效率,使推进系统和燃烧室承受更高的压力和温度^[1~5],这就需要在所能接受的极限温度范围内采用更加可靠有效的冷却技术来保持材料的可靠性和完整性。

2 冷却方式的分类

收稿日期:2004-06-14

基金项目:国家自然科学基金重点资助项目(90205034)

作者简介:洪长青,1975年出生,博士研究生,主要从事超高温结构材料、发汗材料以及数值模拟研究

目前国内外常见的冷却技术可以分为再生冷却、膜冷却、辐射冷却、烧蚀冷却和发汗冷却等。

2.1 再生冷却

再生冷却是对流冷却的一种,再生冷却推力室的室壁一般由内、外两层壁构成冷却夹套。发动机工作时,冷却剂流经冷却套,对内壁进行对流冷却。推进剂组元流经冷却套冷却壁面,自身受热升温后流出冷却套,再经喷注器进入燃烧室,使通过内壁吸收的热量又回到燃烧室,使能量再生,故而得名。再生冷却是当前液体火箭发动机中最常用、最经济的推力室冷却技术。再生冷却方式为了达到冷却要求,必须加大冷却剂的流量。这就需要增大冷却通道面积,即增大喷管的几何尺寸和质量,或者增加涡轮增压器的出口压力,而这往往需要牺牲涡轮增压器的寿命为代价。事实上,涡轮增压器的寿命目前已经是发动机的寿命的“瓶颈”。另外随着燃烧产物温度的提高,喷管内壁温度升高,使材料难以承受。

2.2 膜冷却

膜冷却是将少量推进剂从喷注器边缘专设的一圈小斜孔喷向燃烧室内壁面,或在推力室身部适当的地方专设一圈或多圈膜冷却环,环上开一圈小孔或窄缝,使冷却液以尽量贴壁的方向喷出,形成贴壁冷却液膜,把燃气与内壁隔开,从而达到冷却推力室壁面的目的。通常,膜冷却的冷却能力大于再生冷却,所以当再生冷却单独难于满足冷却要求时,常用膜冷却作为辅助冷却手段。

2.3 辐射冷却

辐射冷却主要用于空间小发动机以及大面积比的喷管延伸段,由于其热流密度相对较小,为减轻结构质量,通常省去冷却套,常采用单层薄壁耐高温的金属,依靠推室外壁向太空的辐射散热来冷却喷管。

2.4 烧蚀冷却

烧蚀冷却是依靠壁面材料的自身受热升温融化、蒸发、分解等过程吸收热量,同时分解产生气体分布在壁面,阻隔燃气对壁面的加热作用。

2.5 发汗冷却

发汗冷却技术作为一种仿生技术,是利用生物为了生存对所处环境(温度)进行自身调节的一种能力和技术。发汗冷却材料就是材料处在高温环境下工作时,通过自身“出汗”以降低材料本身的温度,进而达到热防护的目的。与膜冷却相比,发汗冷却有较大的优势,所需冷却剂很少,冷却剂注入壁面

的速度很小,所以对主流的扰动较小,由此产生的性能损失不大。与再生冷却相比,一方面它可以产生比再生冷却更好的冷却效果;另一方面,由于冷却剂流速小,产生的压降也相对较小,这可以大大提高燃烧室的室压,提高燃烧效率和整个发动机的性能。

按发汗冷却的自发性分类,有自发汗冷却和强迫发汗冷却。自发汗冷却多见于粉末冶金材料制品,是通过加入基材内的低熔点金属粉末颗粒,在高温下气化蒸发带走基材热量以达到材料降温的目的;强迫发汗冷却是一种复合冷却技术,由发汗冷却和气膜冷却组成。首先把材料制成多孔材料部件,在工作过程中液体料在高压下从部件材料的“汗孔”渗出蒸发以带走部件基体的热量使部件降温,以达到部件材料的冷却降温 and 保证部件不被高温烧蚀的目的。

按照发汗材料的结构又可以分为层板发汗冷却和多孔发汗冷却。层板通常由数十至数百片蚀刻有精确微细通道的超薄板片经有序叠合及扩散连接而成,其强度特性优于传统的多孔材料,并可以避免传统多孔材料对“热点”敏感的缺点,因而应用前景十分广阔^[6]。多孔发汗冷却是发汗剂流经多孔材料内部时,能够携带内部热量,因而改变内部温度场,同时也能阻塞外部对受热体的加热,改变烧蚀量;通过对冷却剂流量的调节,达到控制结构温度和表面烧蚀的目的。

3 国内外发汗冷却材料研究进展

发汗冷却技术作为非常有效的保护暴露在高热流和高温环境下材料或部件的一种重要的热防护的方法,已经在热防护材料设计和控制方面越来越受到重视,利用发汗冷却机理制备的材料可以在军用技术以及民用需求方面获得特殊应用,如超声速太空飞行器的控制舱、导弹鼻锥的热防护罩、火箭发动机喷管或者方向舵^[7]、超高速飞行器燃烧室、液氢液氧火箭发动机助推器、汽轮机叶片、废物再生处理的水氧化技术、核反应堆第一壁或再生层以及航天器再入阶段的前缘部位^[8]热流密度达到 $10 \sim 160 \text{ MW/m}^2$ 喉衬部位^[9]。特别是火箭和导弹发动机推进系统所产生的高温、高压、高速的燃气流所产生巨大的对流热流和辐射热流,发动机推力室的喷管和喉衬的热流密度更是高达 600 MW/m^2 ^[10]。在所有对超高热流密度壁面的冷却方法中,发汗冷却是最有效的方法之一,其最大冷却能力可达 6×10^7

$\sim 1.4 \times 10^9 \text{ W/m}^{2[11]}$ 。文献 [11] 的研究结果表明,如果设计合理,发汗冷却所需要的液氢冷却剂的量只占总流量的 2% 左右。

NASA 和空军先进发射系统 (ALS) 早就开始研究高可靠性、低成本的推进系统冷却技术。1990 年 NASA 研究结果表明,发汗冷却是一种十分有前景的新技术。它已成功地运用于冷却 J-2 发动机和 SSME 的喷注面板^[12-14]。

NASA 为了研制轻质高效的火箭发动机推力室,内壁采用泡沫多孔的金属或陶瓷组成,其中金属主要用 Mo 制成多孔材料,陶瓷主要用 SiC 以及 Mo-Si₃-SiC 作为多孔体骨架,发汗剂为液氢。研究表明该系统主动冷却效率达到 50%。在美国 HPRPT 项目资助下该计划有望在 2010 年应用于大负载双火箭发动机推力室。在火箭发动机推力室中,通常内壁面沿轴线方向,特别是在喉口段的压差和热流变化都非常大,由于内部冷却通道的随意性,冷却剂的流量难以控制,过少的冷却剂不能满足冷却负荷,过多的冷却剂将恶化边区的燃烧状况,降低发动机性能。所以多孔材料和冷却剂的设计是关系到发汗部件性能优良的关键所在。

第一代固体火箭发动机喉衬材料基本上采用难熔金属合金,包括 Mo-Cu、Mo-Ta、W-Mo、Mo-Zr、Mo-Nb 等,这些材料普遍存在密度高、高温氧化性差、低温脆性以及成本高等问题。石墨和热解石墨由于耐高温和热冲击性良好的特点被广泛应用于液体火箭推进系统的喷管和喉衬部件。C/C 复合材料也被成功应用在发动机喷管的设计上,但是由于抗氧化性较差,近年来研究者们正考虑在材料表面覆盖涂层,使其使用温度达到 $2300 \text{ K}^{[15]}$ 。近年来,陶瓷基复合材料在发动机材料上应用已经越来越受到广泛的关注。一方面由于许多高熔点陶瓷的熔点非常高,例如 TB_2 、 ZB_2 、ZrC、HfC 等的熔点都接近和超过 3000°C ,特别是硼化物陶瓷还具有很高的热导率和很好的抗氧化性能。文献 [16] 报道用冲击波制备 TB_2 - (15~20)% (体积分数) Al 材料,通过火箭发动机试车表明在高温下金属 Al 的挥发不但起到发汗冷却的作用,而且在材料表面形成一层薄的 B_2O_3 和 Al_2O_3 膜,起到保护基体作用。

国内研究应用于某导弹型号的高温 W-Cu 复合材料的工作环境很恶劣,首先它需承受 3000°C 甚至更高的温度,而且这种温度通常是从室温骤然达

到的,这就要求材料在能保持一定高温强度的同时还要具备良好的抗热震性;其次由于工作环境中大量的高温高速燃气流对材料的强烈冲刷以及高动能的固体粒子对材料造成强烈冲击,使材料表面温度迅速升高,达到甚至超过钨的熔点,这就要求材料同时要具备很好的抗强烧蚀、抗热负载和机械负载交互作用的能力。钨渗铜材料在使用过程中,由于铜在 1083°C 时熔化,在 2580°C 时 (0.1 MPa) 蒸发而吸收大量热量,这一相变过程为钨骨架提供了良好的冷却效果,保证了部件的正常工作。同时由于铜有良好的导热性能,局部的热量迅速传导至整过部件,因而具有良好的抗热震性能。该材料主要是利用自发汗冷却机理进行工作,所以高温烧结所得的钨骨架的性能直接决定了材料的使用性能;材料的强度主要取决于钨骨架的结构、连续程度、连接状态以及孔隙形态和大小等,对一定孔隙的钨骨架,孔隙形状圆化或棱角钝化程度越大,其连续性程度愈大,材料高温强度愈高。

近年来新发展的发汗陶瓷材料越来越受到重视。发汗陶瓷复合材料基于发汗冷却防热抗烧蚀机理的构想,选用高熔点陶瓷作为耐高温基体相,低熔点、低沸点的金属粘结相作为发汗剂,发汗材料通过“出汗”,带走了大量的热量,使飞行器温度下降,不至于被高温烧毁,而其外部形状和大小却保持不变。这就可以保证飞行器正常运行,能准确地到达目的地。这种耐高温金属陶瓷复合材料一直是材料工作者所研究的热点问题之一,但由于该种耐高温轻质复合材料在火箭、导弹、航天运载器的喷管、喉衬、燃气舵、护板、紧固件等材料上有巨大的应用前景,属于各国的军工保密技术,在研究刊物上没有直接公开报道。这种陶瓷材料一般是由耐高温的陶瓷和低熔点的金属合成,在高温下依靠金属的发汗带走热量,而陶瓷则保持良好的高温骨架强度和气动外形作用。

4 发汗冷却的理论模型研究

目前国内外对发汗冷却材料的理论研究已经取得了相当可喜的成就,主要包括系统模型、数值模拟、数学理论、控制理论以及实验研究。研究较多的是集中在层板发汗冷却和多孔发汗冷却的边界条件、优化控制以及数值模拟等。下面介绍国内外在层板发汗、多孔发汗以及带有烧蚀发汗冷却方面的一些理论模型研究情况。

4.1 层板发汗冷却

液体火箭发动机推力室工作于高温高压燃气环境中,必须对推力室室壁实施有效冷却。常用的再生冷却对冷却剂泵功的消耗较多,膜冷却所造成的推力损失又较大,而层板发汗冷却可以有效地克服上述缺点^[17],Keener^[18]从实验方面研究了二维平面喷管在低发汗率情况下发汗冷却对热传输以及喷管性能,结果表明在局部发汗为 0.51% 时热传输系数降低 14%;实验温度和速度分布以及数值结果表明气体通过多孔壁进入紊流边界层时在很大程度上影响边界层特性,特别是摩擦特性、流动特性和热传输特性。

吴慧英等^[19]运用有限差分方法对层板发汗冷却推力室的壁温特性进行了数值模拟,计算结果表明:层板有较好的热交换特性,在燃气温度相同情况下,发汗冷却推力室承受的燃气温度可比膜冷却方式提高 1 000;燃气温度相同时,发汗冷却推力室壁温较非发汗冷却降低 50%,层板的壁温温度梯度集中在燃气侧。国防科技大学的刘伟强^[20]等描述了结构层板与冷却剂相互之间存在温差的发汗冷却计算模型,导出了层板发汗冷却控制方程,由于冷却机理的类似,数学模型与计算方法也适用于多孔材料等其他形式的热控制装置的发汗冷却研究。

4.2 多孔发汗冷却

多孔发汗冷却是发汗剂流经多孔材料内部时,能够携带内部热量,因而改变内部的温度梯度,同时也能阻塞外部对受热体的加热,改变烧蚀量;通过对冷却剂流量的调节,达到控制结构温度和表面烧蚀的目的。多孔发汗冷却的研究经历了以下两个明显的发展阶段:(1)20世纪70年代以前主要研究多孔材料本身的性质,包括多孔材料物理特性(如强度、孔隙率、成型工艺),流体经过多孔材料的流动传热特点等基础性研究。(2)在多孔材料本身性质已知情况下,结合工程中不同的应用环境设计出使用的发汗冷却部件,目前已经有大量文献从理论上和数值模拟^[21~27]的角度报道了多孔壁发汗效应对热传输以及降低摩擦的影响,文献[28~29]从实验方面研究了多孔壁发汗效应;Landis和Bowman^[30]从数值模拟角度比较分析了液体火箭发动机喷管的发汗冷却和再生冷却效果,分析了孔隙分布、热导率以及多孔球径大小对上述发汗效果的影响;Jiang等^[26~27]使用二维局部非热平衡方程从数值分析角

度考察了火箭推进室的发汗冷却效果;此分析也表明在苛刻环境下冷却剂热物理性能以及固体多孔壁径向热导率随温度和压力而剧烈变化的特性。

David E. Glass^[31]等在 NASA 研究报告中数值模拟并分析了多孔的 Mo-Re 难熔合金或者 C/C 复合材料用 H₂ 作冷却剂的发汗冷却过程,利用了 Mo-Re 体系良好的高温热稳定性与高热流环境下良好的热导性能,同时还提高了 C/C 复合材料的抗氧化性能;通过建立理论模型同时考察了边界条件以及多孔材料介质本身对发汗冷却过程的影响,边界层的分析表明发汗冷却能有效地阻塞燃烧室或外部的热流,起到隔热的作用;多孔介质模型的分析表明多孔介质本身的流动速率对材料表面温度影响不大。

Y. H. Andoh^[32]利用能量平衡的热传输方程模拟了 3 500 K 高温环境下多孔材料发汗冷却特征,分析了体积热传输系数、平衡热导率、热流密度以及流动特性对材料表面温度的影响。所建立的材料物理模型以及数值模型的理论预测与实际情况吻合较好。清华大学余磊^[33]研究了发汗冷却湍流换热过程,计算结果表明:发汗冷却使得边界层显著增厚,壁面摩擦阻力系数大为减少;随着冷却气体流量的增加,壁面温度和局部对流换热系数都大大下降。在注入率为 1% 左右,发汗冷却段的壁面温度相对值降低到 20% 左右,局部对流换热系数相对值降到了 50% 以下。周美珂^[34]研究了多孔材料发汗速度足够大时的理论模型,并建立了发汗冷却过程的非局部平衡方程,这对于传统发汗剂不大时所采用的局部平衡方程下的发汗冷却过程有着很好的推动作用和实际意义。

4.3 烧蚀发汗冷却

以上研究均以热层传热和边界层流动为基础,实际上往往飞行器在实际服役环境下烧蚀和非烧蚀问题耦合出现,而发汗冷却控制就是使气体或液体通过多孔材料内部的流动,将受热对象的内部热量携带出受热体;同时又能阻塞外部对受热体的加热,通过对冷却剂流量的控制,达到控制结构温度和控制烧蚀的目的。当受热对象的结构温度超过一定的限度时(如烧蚀温度),受热对象的外壳面将出现烧蚀,如果将永久性破坏变成暂时性破坏,那么保持结构外形和防止烧蚀的愿望就可以实现。实际上发汗剂在结构表面形成的保护膜暂时性破坏正好代替

了表面的永久性破坏。

针对导弹部件和飞行器外壳,建立发汗对传热影响的方程,将前人以气流为对象的发汗研究成果纳入边界条件中,并引入控制概念^[35],得到了具有代表性的带有烧蚀和发汗控制的数学方程:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial T}{\partial x} + s(t) \frac{l-x}{l-s(t)} \frac{\partial T}{\partial x} \quad x \in (s(t), l) \quad (1)$$

$$L s(t) - \left(k \frac{\partial T}{\partial x}\right)_{x=s(t)} = q(t) \quad (2)$$

$$- \left(k \frac{\partial T}{\partial x}\right)_{x=l} = m_L (h_N - h_C) \quad (3)$$

$$t=0, T(x, 0) = T_0 = \text{Const} \quad s(0) = 0, s'(0) = 0 \quad (4)$$

$$0 < t < t_1, T_u < T_m, s = 0, s'(t) = 0 \quad (5)$$

$$t > t_1, T_u = T(s(t), t) = T_m, s'(t) = 0, s(t) = \int_{t_1}^t s'(t) dt \quad (6)$$

式中, t 为时间, x 为空间坐标, l 为热层的厚度, T 为热层的温度分布, T_0 为初始温度分布, T_u 为表面温度, T_w 为烧蚀温度, $q(t)$ 为气动加热热流密度, $M_1(t)$ 为发汗剂的秒流量, T_c 为多孔体内冷却剂温度, L 为烧蚀潜热, β 为热阻塞系数, s, s' 分别为烧蚀速率和加热面的瞬时位置, $\rho = k C_p$; $\rho = m_L C_{pL} / (C_p)$; $h_N = C_{pL} T_u$; $h_C = C_{pL} T_c$; ρ, k, C_p 分别是热层介质的密度、热导率和定压比热, C_{pL} 为发汗剂的比热, h_N, h_C 分别是冷却剂在内壁面处和在控制多孔内的焓值。

边界条件是第三类边界条件:

$$\frac{\partial T}{\partial x}(0, t) - T(0, t) = C_p, \frac{\partial T}{\partial x}(l, t) + bT(l, t) = dT_c \quad (7)$$

如果控制对象表面不活动(不发生烧蚀),数学问题可以简化为:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial T}{\partial x} \quad x \in (s(t), l) \quad (8)$$

$$\left(k \frac{\partial T}{\partial x}\right)_{x=s(t)} = q(t) \quad (9)$$

$$- \left(k \frac{\partial T}{\partial x}\right)_{x=l} = m_L (h_N - h_C) \quad (10)$$

$$t=0, T(x, 0) = T_0 = \text{Const} \quad (11)$$

$$t > 0, T(x, t) \quad T_u < T_m \quad (12)$$

从上述数学模型的主方程(1)和(8)来看,方程

宇航材料工艺 2005年 第6期

右端第二项即为发汗剂在结构内部从低温到高温流动中所携带的热,由于外表面处温度最高,当发汗剂离开表面注入边界层时,它从结构内带走的热量最多。从边界条件看, β 是阻塞系数,在 $0 \sim 1$ 之间取值,当 $\beta = 1$ 时,全部热流进入结构内部;当 $\beta = 0$ 时,全部热流被阻塞在结构之外,因而不会被加热。

上述方程可以将发汗冷却系统(未烧蚀)与发汗烧蚀系统联系起来,可以得到系统临界状态的概念,并通过研究系统的临界状态,给出了烧蚀系统与冷却系统的临界条件,将发汗剂的秒流量与表面气动加热热流密度直接联系起来,这可以为工程设计中根据气动加热热流密度确定发汗剂的秒流量,进而为控制系统的问题提供依据。

5 展望

未来运载器正在瞄准高推重比、长时间持续运行能力、可靠性高以及更多的可重复使用系统的开发和研究,为了增加推重比和推进效率,推进系统和燃烧室将承受更高的压力和温度。服役于苛刻环境下航天器或导弹关键部件必须要有可靠的冷却技术,发汗冷却是高效实用的冷却方式,具有其他冷却方式无法比拟的优势,是一种很有发展前途的冷却方式。

国内有必要研究和完善的工作有以下两个方面:(1)进行冷却剂本身的特性研究,包括冷却剂应用于发汗条件下的物理特性、汽化特性、热应力特性,借鉴国外经验,建立自己的发汗冷却部件的计算模型;(2)通过实验数据对数学模型进行实验验证,积累一定的工程实验经验,为工程化打下基础。

参考文献

- 1 Glass, David E, Dillely et al Numerical analysis of convection/transpiration cooling Journal of Spacecraft and Rockets, 2001; 38(1): 15 ~ 20
- 2 Mihalov V N, Yevghin B A, Lublinsky I E et al Lithium in fusion reactor and power energetic in space of 21 Century. Energoatom Press, Moscow, 1999: 241 ~ 568
- 3 Castiglione L A, Roe L A. Wall drag in internal Mach - 2 flow with cavity and transpiration injection. J. Propul Power, 2000; 16(3): 472 ~ 477
- 4 Bogdanoff D W. Strategies to protect ram accelerator projectiles from in-tube gas dynamic heating. J. Phys IV, 2000; 10(11): 185 ~ 195
- 5 Barleon L, Wong C. The transpiration cooled first wall and blanket concept. Fusion Eng Des, 2000; 61(2): 477 ~ 482

- 6 Mueggenburg H H, Hidahl J W, Kessler E L. Platelet actively cooled thermal management devices. *AIAA*, 92 - 3127
- 7 Echert E R G, Cho H H. Transition from transpiration to film cooling. *Int J of Heat Mass transfer*, 1994; 37 (1): 3 ~ 8
- 8 Nesbitt J A. Thermal modeling of various thermal barrier coatings in a high heat flux rocket engine. *Surface and Coatings Technology*, 2000; 130 (2): 141 ~ 151
- 9 Liu G O. Principles of liquid rocket engine. *Astronautics Press*, Beijing, 1993: 452 ~ 695
- 10 Reimann J, Barleon L, Boccacini L et al. Conceptual design of an evaporation-cooled liquid metal divertor for fusion power plants. *Symposium on Fusion Technology (SOFT)*, Lisbon, 2000
- 11 Gottfrid Laschet. Homogenization of the thermal properties of transpiration cooled multi-layer plates. *Comput Methods Appl Mech Engrg*, 2002; 191 (41 ~ 42): 4 535 ~ 4 554
- 12 Keener D, Lenertz J L, Bowersox R et al. Transpiration cooling effects on nozzle heat transfer and performance. *J. Spacecraft Rockets*, 1995; 32 (6): 981 ~ 985
- 13 Fröhlike K, Haidn O, Serbest E. New Experimental results on transpiration cooling for H₂/O₂ rocket combustion chamber. *AIAA*: 98 - 3422. In: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Cleveland, 1998: 952 ~ 954
- 14 Sutton G P, Biblarz O. *Rocket propulsion elements*, Wiley, New York, 2001: 290 ~ 291
- 15 Evans A G, Zok F W. The physics and mechanics of fiber-reinforced brittle matrix composites. *Journal of Material Science*, 1994; 29 (15): 3 857 ~ 3 896
- 16 Carton E P, Stuivinga M, Keizers H et al. Shock wave fabricated ceramic-metal nozzles. *Applied composite materials*, 1999; 6 (3): 139 ~ 165
- 17 Keener D, Lenertz R, Bowersox R. Transpiration cooling effects on nozzle heat transfer and performance. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1995; 32 (6): 981 ~ 985
- 18 Keener D, Lenertz J L, Bowersox R et al. Transpiration cooling effects on nozzle heat transfer and performance. *J. Spacecraft Rockets*, 1995; 32 (6): 981 ~ 985
- 19 吴慧英. 层板发汗冷却推力室壁温的数值模拟. *工程热物理学报*, 2001; 22 (1): 1 ~ 4
- 20 刘伟强, 陈启智. 层板发汗冷却数学模型与控制方程的求解. *系统工程与电子技术*, 1998; 5 (10): 40 ~ 54
- 21 Kichatov B V, Polyayev V M, Runkovskii S V. Gas bubble dynamics with instability in the operation of a system of transpiration cooling. *Heat Transfer Research*, 2001; 32 (4 ~ 6): 73 ~ 280
- 22 Lakehal D, Theodoridis G S, Rodi W. Three-dimensional flow and heat transfer calculations of film cooling at the leading edge of a symmetrical turbine blade model. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2001; 22 (2): 113 - 122
- 23 Echert E R G, Cho H. Transition from transpiration to film cooling. *Int J. Heat Mass Transfer*, 1994; 37: 3 ~ 8
- 24 Kacynski K L, Hoffman J D. The prediction of nozzle performance and heat transfer in hydrogen/oxygen rocket engines with transpiration cooling, film cooling and high area ratios. *AIAA paper 94 - 2757*. In: 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1994: 236 ~ 239
- 25 Sumitani Y, Kasagi N. Direct numerical simulation of turbulent transport with uniform wall injection and suction. *AIAA*, 1995; 33 (7): 1 220 ~ 1 228
- 26 Jiang P X, Ren Z P, Zhang Z F et al. Numerical simulation of heat transfer in a transpiration cooled liquid rocket thrust chamber (1) Physical mathematical model. *J. Propul Technol*, 1999; 20 (3): 1 ~ 4
- 27 Jiang P X, Ren Z P, Zhang Z F et al. Numerical simulation of heat transfer in a transpiration cooled liquid rocket thrust chamber (2) Numerical method and results. *J. Propul Technol*, 1999; 20 (4): 17 ~ 21
- 28 Meinert J, Huhn J, Serbest E et al. Turbulent boundary layers with foreign gas transpiration. *J. Spacecraft Rockets*, 2001; 38 (2): 191 ~ 198
- 29 Rodet J C, Campolina-Franca G A, Pagnier P et al. Experimental study of transpiration cooling through porous wall. *Rev. Gen. Therm.*, 1997; 37 (2): 123 ~ 136
- 30 Landis J A, Bowman J W. Numerical study of a transpiration cooled rocket nozzle. *AIAA paper 96 - 2508*. In: 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1996: 868 ~ 871
- 31 Class D E, Dilley A D, Kelly H N. Numerical Analysis of convection transpiration cooling. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001; 38 (1): 15 ~ 20
- 32 Andoh Y H, Lips B. Prediction of porous walls thermal protection by effusion or transpiration cooling. An analytical approach. *Applied Thermal Engineering*, 2003; 23 (15): 1 947 ~ 1 958
- 33 余磊, 姜培学. 发汗冷却喘流换热过程的数值模拟. *清华大学学报 (自然科学版)*, 2003; 43 (12): 1 668 ~ 1 671
- 34 周美珂. 发汗冷却过程的非局部平衡模型. *北京师范大学学报 (自然科学版)*, 1995; 31 (1): 11 ~ 15
- 35 许香敏. 一类带活动边界的分布参数控制系统 - 发汗冷却控制系统模型与分析. *中国科学院数学与系统科学研究所博士论文*, 2001

(编辑 任涛)